

**This Page Is Inserted by IFW Operations
and is not a part of the Official Record**

BEST AVAILABLE IMAGES

Defective images within this document are accurate representations of the original documents submitted by the applicant.

Defects in the images may include (but are not limited to):

- **BLACK BORDERS**
- **TEXT CUT OFF AT TOP, BOTTOM OR SIDES**
- **FADED TEXT**
- **ILLEGIBLE TEXT**
- **SKEWED/SLANTED IMAGES**
- **COLORED PHOTOS**
- **BLACK OR VERY BLACK AND WHITE DARK PHOTOS**
- **GRAY SCALE DOCUMENTS**

IMAGES ARE BEST AVAILABLE COPY.

**As rescanning documents *will not* correct images,
please do not report the images to the
Image Problems Mailbox.**

PATENT ABSTRACTS OF JAPAN

(11)Publication number : 10-196303

(43)Date of publication of application : 28.07.1998

(51)Int.Cl.

F01D 5/14

F01D 9/02

(21)Application number : 09-005412

(71)Applicant : MITSUBISHI HEAVY IND LTD

(22)Date of filing : 16.01.1997

(72)Inventor : WATANABE EIICHIRO

(54) HIGH PERFORMANCE BLADE

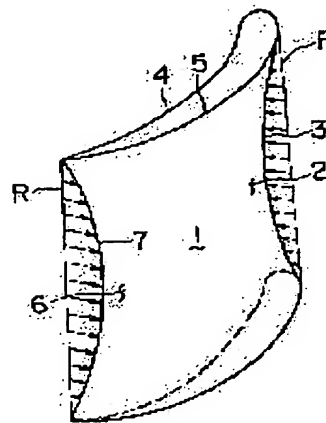
(57)Abstract:

PROBLEM TO BE SOLVED: To provide a high performance blade to further improve efficiency through reduction of winding up of a secondary flow, in a high performance blade used as the moving blades or the stationary blades of a steam turbine and a gas turbine.

SOLUTION: The shape in the direction of the height of a blade of a blade inlet part 2 is formed such that the central part of the height of the blade is protruded toward the belly 4 side of a blade 1, and formed in a curved shape forming a bow shape in a radial direction.

Further, the shape, in the direction of the height of a blade, of a blade outlet part 6 is formed such that the central part, in the direction of the height of a blade, of the blade is formed in a curve shape, forming a bow shape, protruding toward the back side 5 of the blade 1 to form a blade profile. This constitution generates a

flow, running toward a tip wall surface and a base wall surface, at the blade inlet part 2, pressurizes each wall surface, suppresses development of a vortex due to a secondary flow and reduces incurring of a secondary flow loss, and suppresses a pressure gradient in the direction of the height of the blade, occurring at the blade inlet port part 2, at the blade outlet port part 6, reduces the occurrence of winding up of a secondary flow due to a pressure gradient, reduces incurring of a flow loss due to a secondary flow, and improves the efficiency of a turbine.



LEGAL STATUS

[Date of request for examination]

[Date of sending the examiner's decision of rejection]

[Kind of final disposal of application other than the examiner's decision of rejection or application converted registration]

[Date of final disposal for application]

[Patent number]

[Date of registration]

[Number of appeal against examiner's decision]

of rejection]

[Date of requesting appeal against examiner's
decision of rejection]

[Date of extinction of right]

Copyright (C); 1998,2000 Japan Patent Office

(19) 日本国特許庁 (J P)

(12) 公開特許公報 (A)

(11) 特許出願公開番号

特開平10-196303

(43) 公開日 平成10年(1998) 7月28日

(51) Int.Cl. ⁸	識別記号	F I
F 0 1 D 5/14		F 0 1 D 5/14
9/02	1 0 1	9/02 1 0 1

審査請求 未請求 請求項の数 1 O L (全 4 頁)

(21) 出願番号 特願平9-5412

(22) 出願日 平成9年(1997) 1月16日

(71) 出願人 000006208

三菱重工業株式会社

東京都千代田区丸の内二丁目5番1号

(72) 発明者 渡辺 英一郎

兵庫県高砂市荒井町新浜2丁目1番1号

三菱重工業株式会社高砂製作所内

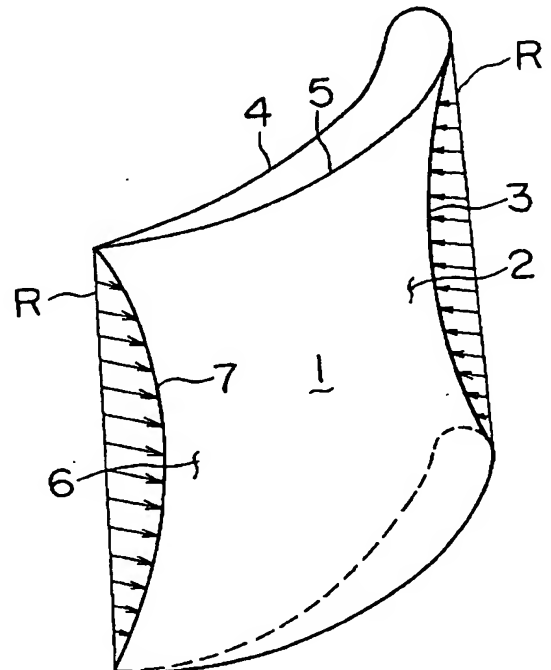
(74) 代理人 弁理士 石川 新

(54) 【発明の名称】 高性能翼

(57) 【要約】 (修正有)

【課題】 蒸気タービン、ガスタービン等の動翼や静翼として使用する高性能翼に関し、二次流れの巻き上がりを低減して、より効率を向上させることのできる高性能翼を提供する。

【解決手段】 翼入口部2の翼高さ方向の形状を、翼高さ中央部が翼1の腹4側に突出した、ラジアル方向に対して弓形になった湾曲形状にするとともに、翼出口部6の翼高さ方向の形状を、翼高さ中央部が翼1の背側5に突出した弓形の湾曲形状にした翼プロファイルとした。これにより、翼入口部2では、チップ壁面8およびベース壁面9に向う流れが生じ、各壁面8、9が加圧され、二次流れに起因する渦の発達が抑制され、二次流れ損失が低減するとともに、翼出口部6では、翼入口部2で発生する翼高さ方向の圧力勾配が抑制され、圧力勾配に起因する二次流れの巻き上がりを低減して、二次流れに起因した流動損失を低減し、タービン効率を向上させることができる。



【特許請求の範囲】

【請求項1】 蒸気タービン、若しくはガスタービンの動翼、および静翼として使用される高性能翼において、翼入口部が、翼高さ中央部を腹側に突出させた弓状の湾曲形状に形成されるとともに、翼出口部が、翼高さ中央部を背側に突出させた弓状の湾曲形状に形成されていることを特徴とする高性能翼。

【発明の詳細な説明】

【0001】

【発明の属する技術分野】本発明は、一様流の流れの中で作動する翼の近傍に配設された側壁面上、および翼面上を発達する境界層内に発生する二次流れを制御して、二次流れ損失を低減して、内部効率を向上させるため、三次元的に形状を変えた三次元翼にし、蒸気タービン、若しくはガスタービン等の動翼、および又は静翼として使用するようにした高性能翼に関する。

【0002】

【従来の技術】高性能反動翼では、リアクションコントロールによって、動翼、静翼共に、三次元設計法による二次流れ損失の低減が図られている。しかし、従来の翼の三次元設計法による製作では、翼の内、外径端のチップおよびベースに近接する側壁面では、側壁面上を発達する境界層内に二次流れが発生し、これが翼の後縁から渦として流出し、二次流れ損失を発生させるものとなっていた。しかしながら、最近になって、翼の高さ方向の形状をラジアルラインから傾けることにより、流れを側壁面に押しつけ、チップおよびベースに近接した側壁面における渦の発達を押さえて、翼の後縁から流出する渦を低減して、二次流れ損失の低減を図るようにしたものが実用化されてきている。このように、翼の高さ方向の形状をラジアル方向から傾斜させた高性能翼を、通常完全三次元翼と称している。

【0003】図3は、前述した、従来の三次元設計法に製作された高性能翼を軸方向後流側から見た図で、翼後縁02の形状と、翼01内から流出する流れ05、06を示す概念図である。図に示す、翼後縁02の形状から理解できるように、翼高さ方向が、ラジアル方向Rに向う直線状に形成された翼01を設けるようにした高性能翼では、三次元設計法による翼01形状の製作により、翼面上を発達する境界層内に発生する、二次流れ等による損失の低減は図れるものの、翼01の内、外径端に向う配置されるチップ壁面03、およびベース壁面04上を発達する境界層内の流れに生じる、二次流れの発生は低減できず、二次流れによって生じ、翼後縁02から渦として流出することにより生じる二次流れ損失を低減することはできなかった。

【0004】このため、高性能翼を軸方向後流側から見た図で、翼後縁02'の形状と、翼01'内から流出する流れ05、011を示す図4、図4に示す高性能翼の斜視図である図5、およびチップ壁面03とベース壁面

04との間に配列された高性能翼の斜視図である図6に示すように、翼高さ方向が、ラジアル方向Rに対してチップ面03およびベース面04近傍で、翼高さ方向の形状を相互に反対方向に傾斜させるとともに、翼高さ方向に連続した弓状の曲線を形成するようにした、完全三次元翼と称する高性能翼が製作され、使用されるようになってきている。

【0005】また、この種の高性能翼は、スキュード

(Skewed)翼、又はバウ(Bow)翼とも呼ばれることもある。さらに、このような完全三次元翼では、

図5、図6に示すように、ラジアル方向Rに対して、翼02高さ方向に設ける弓状の湾曲は、前縁近傍の翼入口部07および後縁02'近傍の翼出口部08とも、翼高さ方向の中央部を最大突出量にして、翼腹09側に湾曲させるように形成されている。すなわち、図5に示すように、ラジアル方向Rに対して、翼高さ方向に矢視長さで示される量だけ、前縁から後縁02'にかけて腹側010へ湾曲させるとともに、互いにラジアル方向Rに対する傾斜角が逆になるチップ側とベース側との間を、滑らかな曲線でつなぎ弓形を形成するようにしている。

【0006】このような従来の完全三次元翼では、翼高さの中央部を腹側09に弓状に湾曲させているので、チップ壁面03およびベース壁面04近傍の背側010には、図4に矢視で示すような、これらの壁面03、04に向う押し付け流れ011がそれぞれ発生し、チップ壁面03およびベース壁面04上の圧力を上昇させ、これらの壁面03、04上に発達する、境界層内に発生するクロスフローを低減させることによって、二次流れ損失の低減を図ることはできる。

【0007】しかしながら、このように、チップ壁面03およびベース壁面04近傍の圧力を上昇させることは、これらの壁面03、04近傍から翼高さ方向、いわゆるラジアル方向Rへ圧力勾配が生ずることとなり、この圧力勾配によって、これらの壁面03、04の境界層内に発生する、二次流れのラジアル方向Rへの巻き上がりが増大することとなり、この二次流れの巻き上がりにより、翼01'内を通過する主流05の流れが乱され、流動損失を大きくして、段落効率が低下するという不具合がある。

【0008】

【発明が解決しようとする課題】本発明は、従来の高性能翼、特にチップ壁面およびベース壁面近傍の圧力を上昇させ、これらの壁面上で発達する境界層内で発生するクロスフローを低減させ、二次流れ損失を低減するようにした、従来の完全三次元翼の特性は、そのまま維持するようにするとともに、従来の完全三次元翼で発生する、チップ壁面上およびベース壁面上から翼高さ方向に形成される圧力勾配によって発生する、二次流れの巻き上がりによる効率の低下を防止するため、翼出口部で、このチップ壁面およびベース壁から翼高さ中央部に向け

て形成される圧力勾配の大きさを抑制して、二次流れの巻き上がりを低減することによって、段落効率の低下を少くした高性能翼を提供することを課題とする。

【0009】

【課題を解決するための手段】このため本発明の高性能翼は、次の手段とした。三次元設計法により、一様流の流れの中で作動する翼のチップ近傍に配設されたチップ壁面、および翼のベース近傍に配設されたベース壁面近傍の圧力を上昇させ、これらの壁面上で発達する境界層内のクロスフローを低減させ、二次流れ損失を低減するようにした、完全三次元翼に製作された高性能翼において、翼プロファイルを、翼入口部が翼高さ中央部で腹側に弓状に湾曲させると共に、翼出口部が、逆に翼高さ中央部で背側に弓状に湾曲させた翼形状にした。

【0010】本発明の高性能翼は、上述の手段により、従来の完全三次元翼と同様に、翼入口部の腹側への弓状の湾曲により、翼内外径端のチップおよびベース壁面と翼面における境界層内の二次流れを低減し、これらの面から発生する渦の発達をおさえ、翼の後縁から流出する渦の強さを低減して、二次流れ損失を低減することができる。

【0011】また、これに加えて、翼出口部が翼入口部の弓状の湾曲とは逆の背側へ突出する弓状の湾曲にしたことより、翼入口部で流れを壁面側に押し付け、チップ壁面およびベース壁面から翼高さ中央部に向けて圧力低下が生じていた、ラジアル方向の圧力勾配が、翼入口部から翼出口部にかけて徐々に小さくなり、翼背面での二次流れの半径方向への巻き上がりを低減し、二次流れ損失を低減することとなり、従来の完全三次元翼で発生していた、翼内を通過する主流の乱れが少くなり、段落効率を向上させることができる。

【0012】

【発明の実施の形態】以下、本発明の高性能翼の実施の一形態を、図面にもとづき説明する。図1は本発明の高性能翼の実施の第1形態を示す図で、翼高さ方向に設ける弓状の湾曲形状を示すための斜視図、図2は図1に示す高性能翼を、チップ壁面とベース壁面との間に配置したものを示すための斜視図である。

【0013】図1に示すように、翼1の翼入口部2においては、チップ側およびベース側から、徐々に腹4側への突出量を大きくして、翼高さ中央部で腹4側に最も突出させた曲線状の弓状に湾曲した形状が、翼高さ方向に形成されている。すなわち、翼入口部2の最上流端である前縁3においては、ラジアル方向Rから、矢視で示す腹4方向に、矢視の長さで示す大きさだけ突出した弓状の湾曲が形成されている。

【0014】また、翼1の翼出口部6においては、チップ側およびベース側から徐々に背側5へ突出量を大きくして、翼高さ中央部で最大突出量になる曲線状の弓状の湾曲が形成されている。すなわち、翼出口部6の最下流

端である後縁7においては、ラジアル方向Rから矢視で示す背側5方向に、矢視の長さで示す大きさだけ突出させた弓状の湾曲が形成されている。また、これらの翼高さ方向に設けられる弓状の湾曲は、翼入口部2から翼出口部6に向けても、不連続点のない滑らかな曲線にされて連ながれている。

【0015】本発明の高性能翼は、上述のように構成されているので、翼入口部2のラジアル方向に設けた弓状の曲がりによって、翼入口部2においては、図2に示す翼1のチップ側に設けられるチップ壁面8、翼1のベース側に設けられるベース壁面9に向う、図4に示した押し付け流れ011と同様の流れが発生し、チップ壁面8上およびベース壁面9上の圧力を上昇させ、これら壁面8、9上で発達する境界層内の二次流れを、これらの圧力上昇で低減し、壁面8、9のそれぞれから発生する渦の発達をおさえ、翼1の後縁7から流出する渦の強さを低減して、二次流れ損失を、従来の完全三次元翼と同様に低減することができる。

【0016】また、翼出口部6が、翼入口部2に形成された弓状の湾曲と逆の、背側5へ凸面を形成した弓状の湾曲にしたことより、翼入口部2で、流れをチップ壁面8、およびベース壁面9側に押し付け、チップ壁面8およびベース壁面9から翼高さ中央部に向けて圧力低下が生じる、ラジアル方向の圧力勾配が、腹側4に突出した弓形の形状から、背側に突出した弓形の形状に変化する、翼入口部2から翼出口部6にかけての弓形の形状の変化により、徐々に小さくなり、翼出口部6では全くなくなる。このチップ壁面8上、およびベース壁面9上から翼高さ中央部に向けて低減する圧力勾配の消滅により、従来の完全三次元翼で発生していた、翼1背面での二次流れの半径方向への巻き上がりを低減し、二次流れ損失が低減することとなり、従来の完全三次元翼で発生していた、翼内を通過する整流の乱れが少くなり、段落効率を向上させることができる。

【0017】

【発明の効果】以上説明したように、本発明になる高性能翼によれば特許請求の範囲に示す構成により、従来の三次元設計法により製作された高性能翼を改善した完全三次元翼に比べ、チップ壁面上およびベース壁面上から、それぞれ翼高さ方向へ変化する圧力勾配の発生が抑制され、それに伴う、二次流れの半径方向への巻き上がりも抑制され、この二次流れに起因した流動損失が大巾に低減されて、タービン効率を向上させることができる。

【図面の簡単な説明】

【図1】本発明の高性能翼の実施の第1形態を示す図で、翼高さ方向に設ける弓状の湾曲形状を示すための斜視図、

【図2】図1に示す高性能翼をチップ壁面とベース壁面の間に配置したものを示すための斜視図、

【図3】従来の三次元設計法に製作された高性能翼を軸方向後流側から見た図で、翼後縁の形状と、翼内から流出する流れを示す概念図、

【図4】図3に示す高性能翼を改善した従来の完全三次元翼を軸方向後流側から見た図で、翼後縁の形状と、翼内から流出する流れを示す概念図、

【図5】図4に示す完全三次元翼の斜視図、

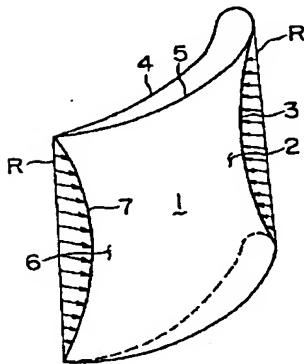
【図6】図5に示す完全三次元翼をチップ壁面およびベース壁面の間に配列した部分斜視図である。

【符号の説明】

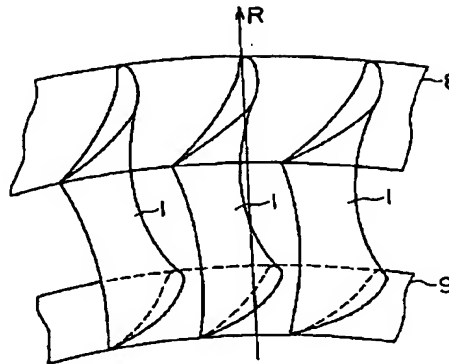
- 1 翼
- 2 翼入口部
- 3 前縁
- 4 (翼の) 腹
- 5 (翼の) 背
- 6 翼出口部
- 7 後縁
- 8 チップ壁面
- 9 ベース壁面

10

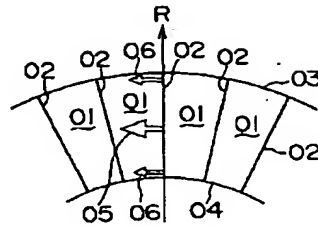
【図1】



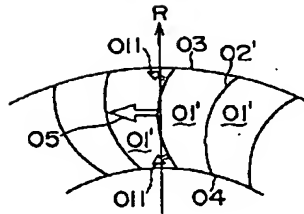
【図2】



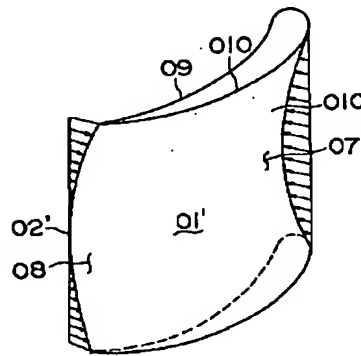
【図3】



【図4】



【図5】



【図6】

